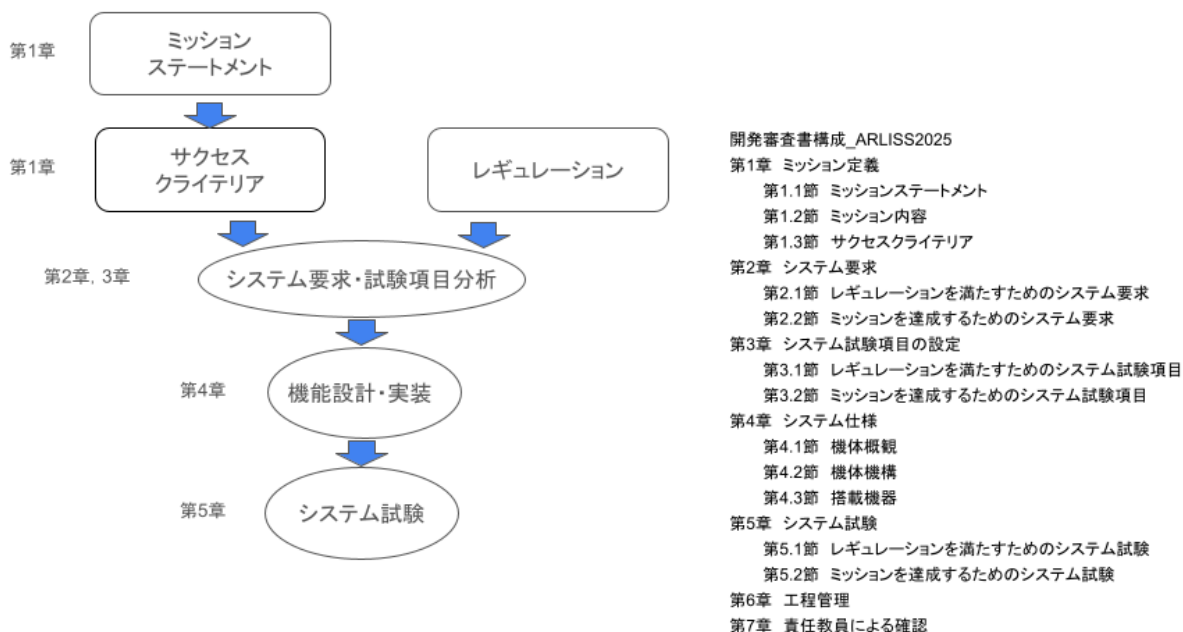


ARLISS2025大会報告書

提出日: 2025年11月21日



チーム情報

CanSatチーム名	室蘭工業大学 SARD
CanSatチーム 代表者情報	高橋 虹太郎 23025176@muroran-it.ac.jp, 080-6537-7848
UNISEC団体名	学生宇宙研究開発機構SARD
UNISEC団体 学生代表	神岡 凜星
責任教員	湊 亮二郎 r-minato@muroran-it.ac.jp, 080-6715-5483
CanSatクラス	Open Class

目次

第1章 ミッション定義	3
第1.1節 ミッションステートメント	3
第1.2節 ミッション内容	3
第1.3節 サクセスクライテリア	3
第2章 システム要求	3
第2.1節 レギュレーションを満たすためのシステム要求	3
第2.2節 ミッションを達成するためのシステム要求	4
第3章 システム試験項目の設定	4
第3.1節 レギュレーションを満たすためのシステム試験項目	4
第3.2節 ミッションを達成するためのシステム試験項目	5
第4章 システム仕様	5
第4.1節 機体概観	5
第4.2節 機体機構	5
第4.3節 搭載機器	5
第5章 システム試験	6
第5.1節 レギュレーションを満たすためのシステム試験	6
第5.2節 ミッションを達成するためのシステム試験	6
第6章 工程管理	7
第7章 大会結果報告	7
第7.1節 目的	7
第7.2節 結果	7
第7.3節 考察	7
第8章 まとめ	7
第8.1節 工夫点・努力した点	7
第8.2節 課題点	7
第8.3節 今後の展望	7

第1章 ミッション定義

第1.1節 ミッションステートメント

単一センサに依存せず、状況に応じてセンサを融合・切り替えるナビゲーションの実現

【背景】

令和5年6月に閣議決定された宇宙基本計画では、日本がアジア・中東地域における宇宙輸送ハブとなることを目指し、次世代の宇宙輸送技術の研究開発を推進する方針が示された[1]。この方針を受けて、私たちは「高速二地点間地点間輸送」という構想に着目した。

この構想は、再使用型ロケットやスペースプレーンを用いて、宇宙空間を経由して地球上の二地点間を短時間で結ぶ未来の輸送システムである。本構想では、機体は宇宙ポートに着陸せず、途中で輸送用ローバーを投下して地上の目的地点まで直接向かわせる。こうすることで、中継的な輸送手段を挟まず最適化が図れる。このアイデアは、CanSatで私たちが学んできた技術と地続きであり、教育用途で得たノウハウを実用に逆輸入する試みにもなる。

このようなシナリオでは、投下されたローバーが確実に目的地に辿り着ることが重要である。GNSSやその他センサを活用した高信頼な自立誘導技術が必要になる。従来のCanSatでは、GNSSの単独測位やカメラ、超音波センサなどを用いた誘導が行われてきたが、GNSSのみでは誤差が数メートルと大きく、結局は地上に設置された目印やゴールコーンへの依存が不可欠であった。

その対策として私たちのチームではRTK-GNSSを導入してきた。理論上はセンチメートル単位での測位が可能となり、これにより地上の目印に頼らない、より正確なゴール誘導ができると期待していた。実際に過去の機体でもRTKを活用してきた誘導を試みてきたが、運用してみると理論通りにはいかない場面も多かった。特に、アンテナの遮蔽や通信が途切れる場面では補正情報が入らず、精度が大きく下がってしまう。そのため、せっかく高精度な測位ができるはずのRTKが、かえって不安定な要素になってしまう場面もあった。このように、どれほど高精度なセンサであっても、それ一つに依存した構成では、環境条件の変化に弱く、全体としての信頼性を失う可能性がある。

そこで本ミッションでは、SBAS(WAAS)、LiDAR、IMU、といった複数センサを統合的に活用し、状況に応じてそれらを柔軟に切り替えて運用する構成を採用した。

単に複数センサのセンサを載せるのではなく、各センサの状態や環境に応じてどの情報を重視するかを柔軟に切り替えられるようにし、あるセンサが一時的に機能しなくなったとしても他の手段で補完できる冗長性を持たせた構成を目指した。

構成の主な特徴は以下の通りである。

- IMUによる短時間予測
9DoF-IMUにより取得した加速度、角速度、地磁気データを用いて、RTKが使用できない短時間においても、デッドレコニングで移動量を推定し、位置と移動方向の推定を継続する。
- SBASによる絶対位置取得と補正
SBAS(WAAS)にフォールバックし、継続的に絶対位置を取得、さらにこの情報をIMUのドリフト補正に活用し、位置精度を安定化させる。
- LiDARによる環境マッピングと目標認識
LiDARにより取得した点群データを元に、SLAMを行い、GNSS測位が不安定な状況でも自己位置推定やゴール方向の認識を継続させる。

このように、本ミッションでは単一センサに依存せず、複数のセンサの相互補完により安定した自立誘導を目指すローバーの構築と、その実証を行う。将来的には、GNSSが利用できない惑星表面や災

害現場など、過酷な環境下でも確実に目標地点へ到達できる誘導技術の確立を目指す。

第1.2節 ミッション内容

以下にミッション全体の流れを以下の図1-2-1に示す。

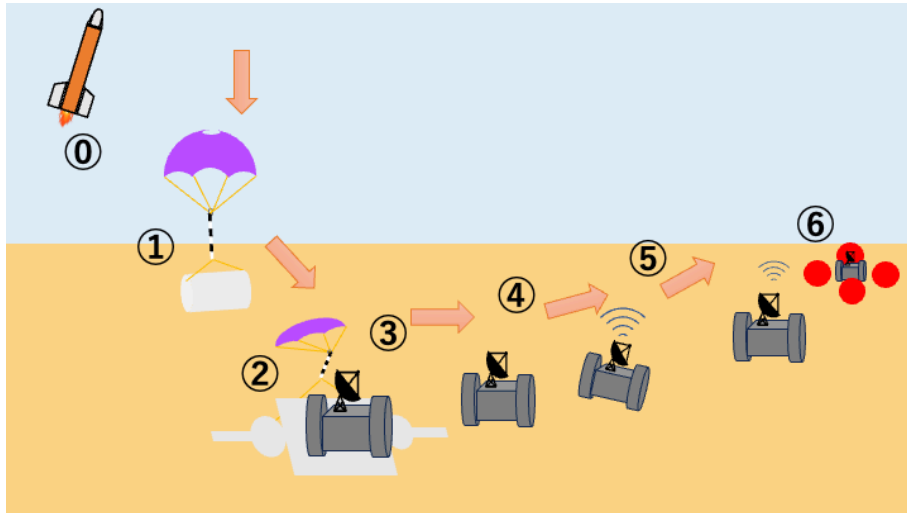


図1-2-1 ミッションシーケンスイメージ

表1-2-1 シーケンス一覧

#	イベント	トリガ条件	主要動作
0	待機	機体搭載完了	・高度≈4000mまで上昇 ・フォトレジスタで放出待機
1	落下	フォトレジスタ電圧急上昇	・パラシュート降下 ・着地判定用センサを起動
2	着地	IMU/GNSS/気圧	・着地判定
3	分離	着地から3s経過※1	・結束バンド溶断 ・走行開始
4	長距離誘導	分離後	・GNSS+IMUで自己位置推定 ・目標方向へ走行
5	近距離誘導	ゴール≤2m※2	・速度を落とす ・GNSS+LiDARでゴール中心へ寄せる
6	ゴール停止	LiDAR距離またはGNSS誤差≤0.3m※3	・モータ停止 ・ロギング停止

※1 着地後のバウンド等を考慮した静止までの時間

※2 LiDARでランドマーク(赤い球)認識できる距離

※3 機体サイズを考慮した最終停止距離

第1.3節 サクセスクライテリア

項目を5系統に分類した。分類表を表1-3-1に示す。

表1-3-1 サクセスクライテリア系統分類

系統	略号	意味
Sequence	S	時系列イベント(着地・展開・走行など)
Navigatiton	N	ゴール到達精度・軌跡長・時間
Fusion/Fallback	F	センサ切り替えや冗長性の実証度合い
Logging	L	データ取得・可視化・解析
Reliability/Safety	R	フェイルセーフ動作・安全措置
Extra	X	エクストラサクセス

ここで、ゴールまでの走行時におけるセンサ類の切り替えの状態遷移について、以下に示す。

表3-1-2 走行時センサ状態遷移

#	シーン	主に頼るセンサ	切り替えトリガー	補助センサ
1	衛星が多く捕捉できている	GNSS	GNSS更新 $\geq 1\text{Hz}$, $\text{pacc} \leq 1\text{m}$	IMUで姿勢安定
2	電波は届くが誤差が増えた	GNSS +IMU	$1\text{m} \leq \text{pacc} \leq 5\text{m}$	IMUで短時間補正
3	GNSSが一時的に途切れる	IMUデッドレコニング(最大15s)	GNSSタイムアウト $\geq 3\text{s}$	15s後復帰しなければ停止して測位の安定化を試みる

※pacc:GNSSのPosition Accuracy Estimate(水平位置の1- σ 推定誤差) モジュールで自動で計算し、ログに出力される。

表1-3-3にサクセスクライテリアを示す。

表1-3-3 サクセスクライテリア

レベル	コード	クライテリア	判定方法
Minimum	S-1	着地検知後60s以内に分離完了	event=land→state=Drive時刻差
	S-2	分離後走行を開始する	モータ駆動フラグ
	N-1	GNSS更新 $\geq 1\text{Hz}$ を2min継続(測位モード問わず)	ログgnss_mode列
Full	S-3	着地→ゴール半径1m圏を2h以内に達成	GNSS
	N-2	ゴール直進距離の $\geq 40\%$ 前進	軌跡 vs 距離
	N-3	停止誤差 $\leq 0.5\text{m}$ (SBAS or LiDAR-SLAM推定)	GNSS
	F-1	SBAS→単独測位へのダウングレードが10s以上発生し, その間も1Hz位置更新継続	ログgnss_mode変遷
	F-2	LiDAR $\times 2$ でランドマーク ≥ 2 以上を検出し, SLAMデータに反映	ログlm_detected ≥ 2
	L-1	GNSS/IMU/LiDAR/モータ全工程ログをSDに保存	ファイル検証
Extra	R-1	OBC自律リブート後にstate/目標座標を復元し走行継続	ログ
	X-1	停止誤差 $\leq 0.1\text{m}$ (SBAS+LiDAR補正)	実測
	X-2	SBAS欠落→復帰時の位置推定誤差 $\leq 1\text{m}$	復帰時のログ
	X-3	LiDAR点群→2Dマップ作成	地図ファイル

Minimum, Full, Extraの判定は, 以下のように行う.

Minimum=S+N系を全て達成

Full=Minimum+F+L系を全て達成

Extra=Fullを満たしX系から任意2項目以上達成

第2章 システム要求

第2.1節 レギュレーションを満たすためのシステム要求

表2-1-1にレギュレーションを満たすためのシステム要求を示す。

表2-1-1 レギュレーション要求項目

番号	レギュレーションを満たすためのシステム要求
R1	CanSatは規定のサイズと質量以内でなければならない。
R2	CanSatはロケットから放出後、位置が特定できなければならない。
R3	CanSatは規定の終端速度の範囲内で降下しなければならない。
R4	CanSatは打上げ時、パラシュート開傘時の衝撃を受けた後もその機能を維持しなければならない。
R5	CanSatはロケット搭載時に無線の送波を停止しなければならない。ただし、許可された無線機は除く。
R6	CanSatに搭載する全ての無線機は要求に応じて周波数の変更を行えなければならない。
R7	CanSatはロケットに搭載後メンテナンスなしにミッションを維持しなければならない。
R8	CanSatはロケットに損傷を負わせる可能性のある機構や物質を搭載してはいけない。
R9	CanSatは制御されることなく着地しなければならない。

表2-1-2にComeback Competitionに関するシステム要求を示す。

表2-1-2 Comeback Competition要求項目一覧

番号	レギュレーションを満たすためのシステム要求 (Comeback Competition)
CR1	CanSatは完全に自律的に制御されなければならない。
CR2	チームはレギュレーションで指定されたコントロールレコードを提出しなければならない。

表3-1-3にUASに関するシステム要求項目を示す。

弊チームの機体はUASに該当しないため、記入しない。

表3-1-3 UAS要求項目一覧

番号	レギュレーションを満たすためのシステム要求 (UAS)
-	-

第2.2節 ミッションを達成するためのシステム要求

表2-2-1にミッションを達成するためのシステム要求を示す。

表2-2-1 ミッション要求項目

番号	ミッションを達成するためのシステム要求
M1	上空でCanSatが放出されたことを検知できる
M2	着地時の衝撃荷重によって、ミッションを実現するための機能が損なわれずに着地を検知できる
M3	エンベロープを分離し、走行を開始できる
M4	GNSSと地磁気センサを用いて自己位置と方位を推定できる
M5	センサの取得状態を監視できる
M6	センサの取得状態によって、動的に使用センサを切り替え/融合できる
M7	悪条件の地面上でも走行性能を発揮できることを試験で確認できている
M8	自律走行制御を行い、指定したゴール座標に向かって走行できる
M9	ゴールに到達したことを判断し、その場で停止動作を行える
M10	想定される最大ミッション時間にわたり、バッテリーが途切れなく駆動し続けられる
M11	ログを記録し、取り出すことができる

第3章 システム試験項目の設定

第3.1節 レギュレーションを満たすためのシステム試験項目

表3-1-1にレギュレーションを満たすためのシステム試験項目を示す。

表3-1-1 レギュレーション要求試験項目一覧

番号	試験項目名	対応するシステム要求番号	実施予定日
RV1	質量試験	R1	7/15~7/28
RV2	振動試験	R1,R8	8/17~8/23
RV3	長距離GNSSダウンリンク試験	R2	8/9~8/11
RV4	パラシュート投下試験	R3	7/5~7/6
RV5	準静的荷重試験	R4	8/13
RV6	分離衝撃試験	R4	8/24
RV7	開傘衝撃試験	R4	8/13
RV8	無線通信ON/OFF試験	R5	8/9~8/11
RV9	無線通信チャンネル変更試験	R6	8/9~8/11
RV10	振動試験	R7	8/26
RV11	End to End試験	R7,R9	8/28

表3-1-2にComeback Competitionに関するシステム要求に対応する試験項目を示す。

表 3-1-2 Comeback Competition対応試験項目一覧

番号	試験項目名	対応するシステム要求番号	実施予定日
CRV1	End to End試験	CR1	7/20-7/28 8/11-8/15
CRV2	制御履歴レポート作成試験	CR2	7/20-7/28 8/11-8/15

表3-1-3にUASに関するシステム要求に対応する試験項目を示す。

本チームの機体はUASに該当しないため、記載しない。

表3-1-3 UAS対応試験項目一覧

番号	試験項目名	対応するシステム要求番号	実施予定日
-	-	-	-

第3.2節 ミッションを達成するためのシステム試験項目
 表3-2-1にミッションに対応する試験項目を示す。

表3-2-1 ミッション対応試験項目一覧

番号	試験項目名	対応する システム要求番号	実施予定日
MV1	着地衝撃試験	M1 M2 M3	7/22-26 8/20
MV2	異常事態対応試験	M5 M6	7/20-7/28 8/28
MV3	ナビゲーション試験	M4 M8	7/20-7/28 8/28
MV4	走破性能試験	M7	7/20-7/24 8/20
MV5	ゴール判定試験	M9	7/20-7/24 8/28
MV6	長時間運用試験	M10	7/28-7/29 8/27
MV7	ログ取り出し試験	M11	7/20-7/28 8/28

第4章 システム仕様

第4.1節 機体概観

機体寸法、質量を表4-1-1に、外観を図4-1-1～4-1-9に示す。

表4-1-1 機体寸法・質量

直径 [mm]	148(展開時), 140(収納時)
高さ [mm]	192(展開時), 196(収納時), 235(キャリア収納時)
質量 [g]	1009

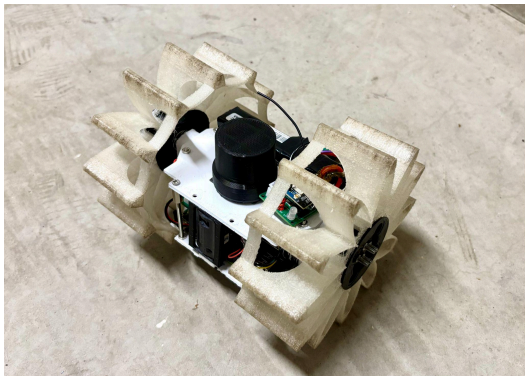


図4-1-1 機体鳥瞰

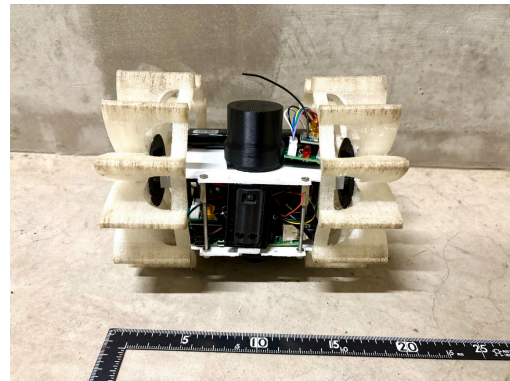


図4-1-2 機体正面

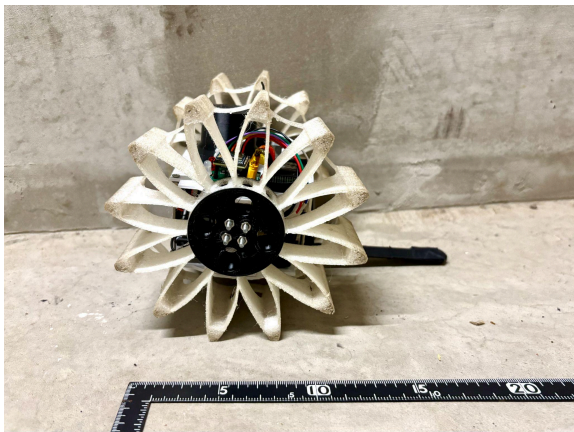


図4-1-3 機体側面

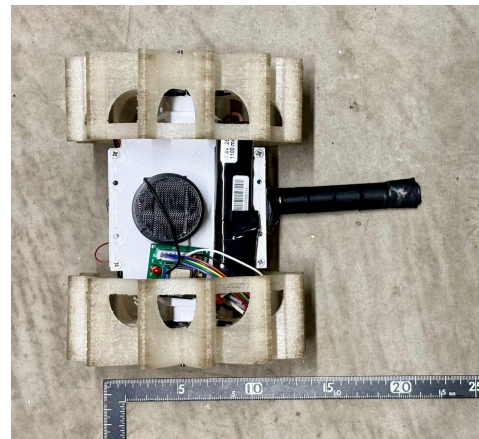


図4-1-4 機体上面

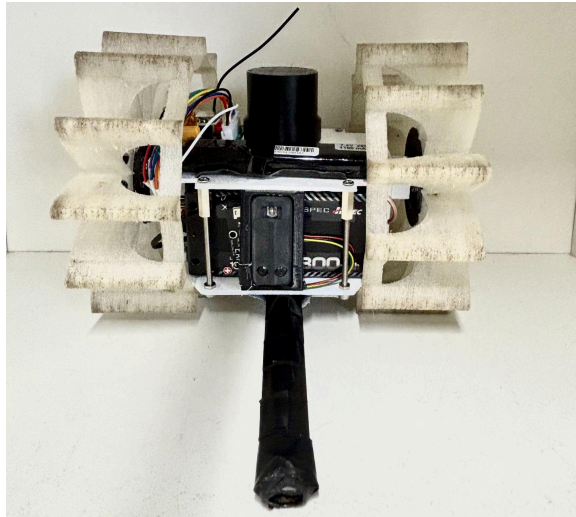


図4-1-5 機体背面



図4-1-6 機体エンベロープ収納時



図4-1-7 機体キャリア収納時

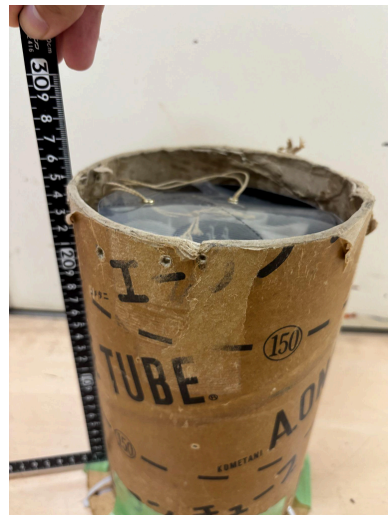


図4-1-8 機体キャリア収納時

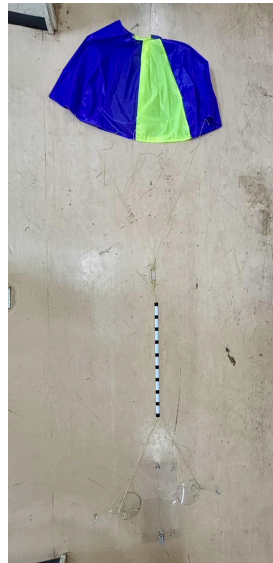


図4-1-7 パラシュート・エンベロープ外観

第4.2節 機体機構

タイヤにはTPU(熱可塑性ポリウレタン)素材を選定した。TPUタイヤにすることで、素材の柔軟性から、複雑な機構を用いずに、衝撃吸収と拡張機能を実現できる。

タイヤの形状は以下に示す図4-2-1の通りである。

拡張機能については、走破性能に重きを置き、地面との反発力を確保することとした。そのため、あえて綺麗に整頓されて収納される形状にしていない。収納時の写真は図4-2-2の通りである。

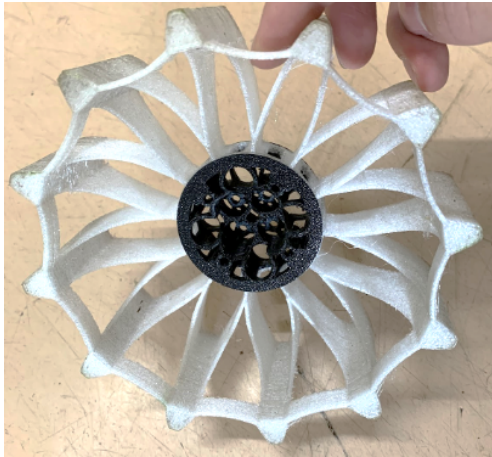


図4-2-1 タイヤ形状(展開時)

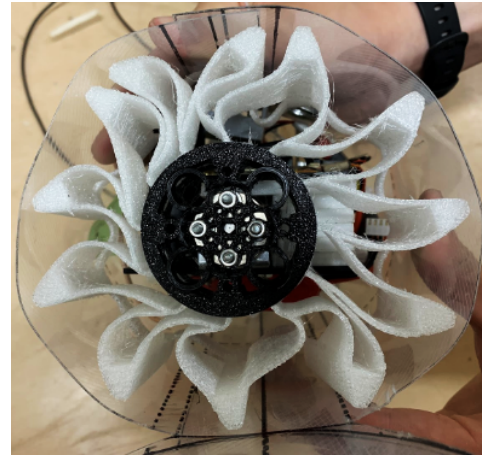


図4-2-2 タイヤ形状(収納時)

<回収機構>

エンベロープ及びパラシュートをまとめて回収機構と呼ぶ。図4-2-3に示すとおり、回収機構はナイロン製半球形キャンピー(パラシュート)と、それをエンベロープに結合するパラコードから構成される。パラシュートの周縁には、8本のシュラウドラインが均等に縫い付けられており、これらは下端でカラビナに集約される。カラビナからはさらに8本のパラコードに分岐し、機体収納モジュール側面のハトメに2本ずつ接続される。また、図5-1-4に示すように、コンベックステープの凹面同士を組み合わせることで、パラコードを束ねることで、キャンピーが展開時にエンベロープに被らないよう設計されている。

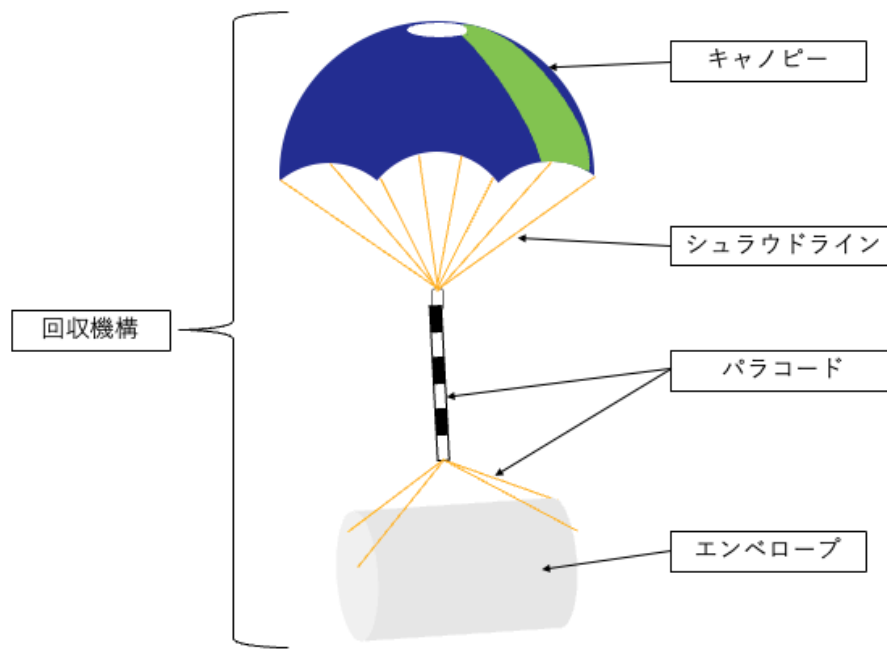


図4-2-3 回収機構模式図



図4-2-4 パラコード構成

以下にパラシュート諸元, ゴア設計図, パラコード諸元を示す。

表4-2-1 パラシュート諸元

形状	半球型
ゴアの枚数	8〔枚〕
直径	660.0〔mm〕
投影面積	0.342〔m ² 〕
スピルホールの直径	110.0〔mm〕
キャンピー材料	ナイロン
目標終端速度	6.0〔m/s〕
抗力係数Cd	1.3

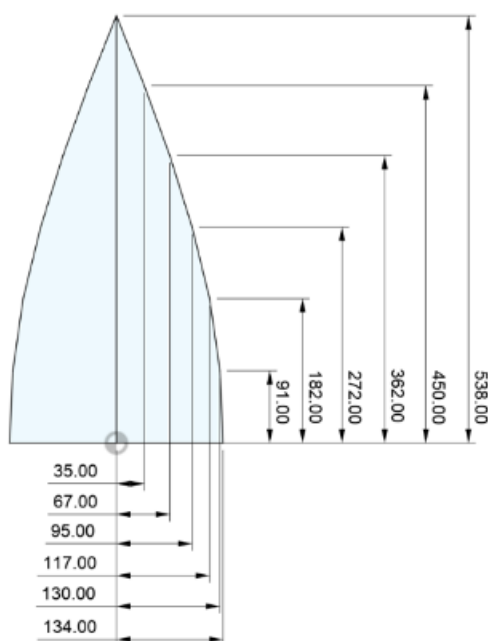


図4-2-5 ゴア設計図

表4-2-2 パラコード諸元

シュラウドライン	8〔本〕
シュラウドライン長さ	0.885〔m〕
パラコード	4〔本〕
パラコード長さ	1.5〔m〕
パラコード材料	ケブラーコード, コンベックス, カラビナ
コンベックステープ長さ	0.55〔m〕
コンベックステープ本数	2〔本〕

〈機体エンベロープ〉

CanSatを落下衝撃から守るため機体エンベロープを0.5 mmのPP(ポリプロピレン)シートを用いて作製した。

機体収納用モジュールの外観図を図5-1-6、機体収納用モジュール諸元を表5-1-1に示す。

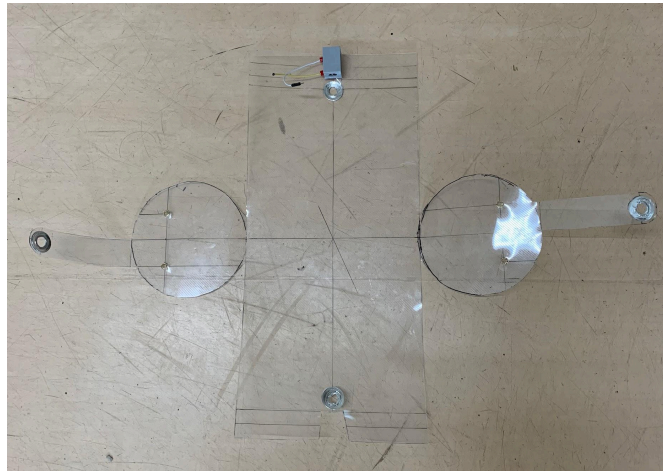


図4-2-6 機体収納用モジュール外観

表4-2-3 機体収納用モジュール諸元

直径	130〔mm〕
長さ	196〔mm〕
材料	PP板

〈分離機構〉

着地後、回収機構と機体本体を分離するためにコイル状にしたニクロム線で機体収納用モジュールを閉じる結束バンドを溶断する。(図5-1-7)

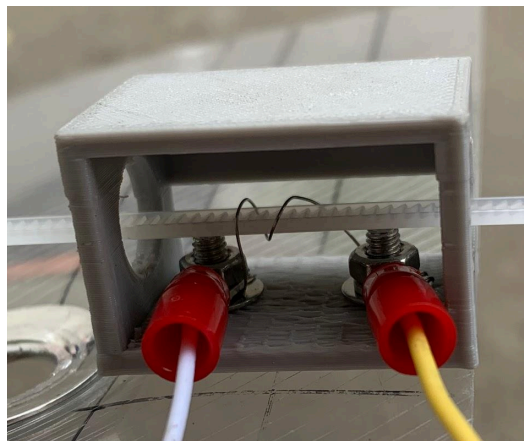


図4-2-7 分離機構外観

〈走行機体〉

以下に機体の断面と、モジュール類の配置を示した図を示す。

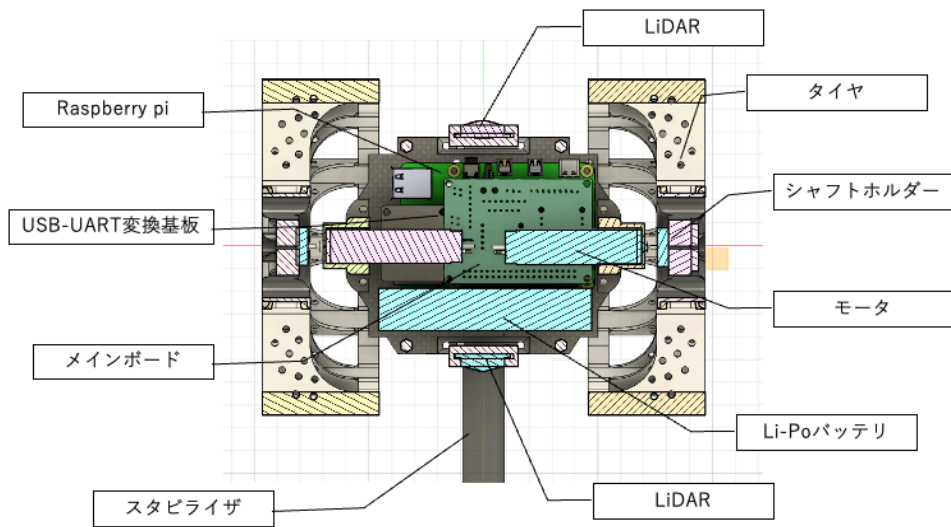


図4-2-8 機体断面図(上面)

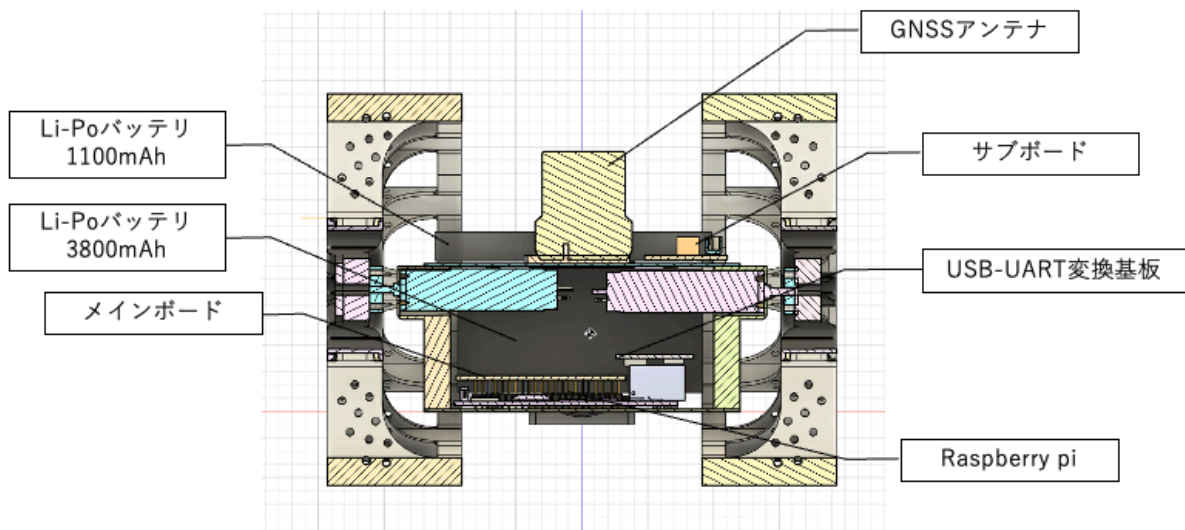


図4-2-9 機体断面図(正面)

機体は、2輪差動駆動型であり、二輪TPUタイヤの内側に、2枚の板とスペーサー、モータ駆動治具で主に構成されるボディでできている。電装部品類が全て搭載できるよう大きくスペースをとるため、このような構成になった。比較的重量の重いバッテリーを機体後方に配置することで、重心を後方に移動させ、機体が前方に前転して反転するのを防いでいる。機体の上部分にマルチバンド対応の高利得GNSSヘリカルアンテナを設置し、安定した測位を実現できるようにしている。

第4.3節 搭載機器

本機体のシステム図を図4-3-1に示す。

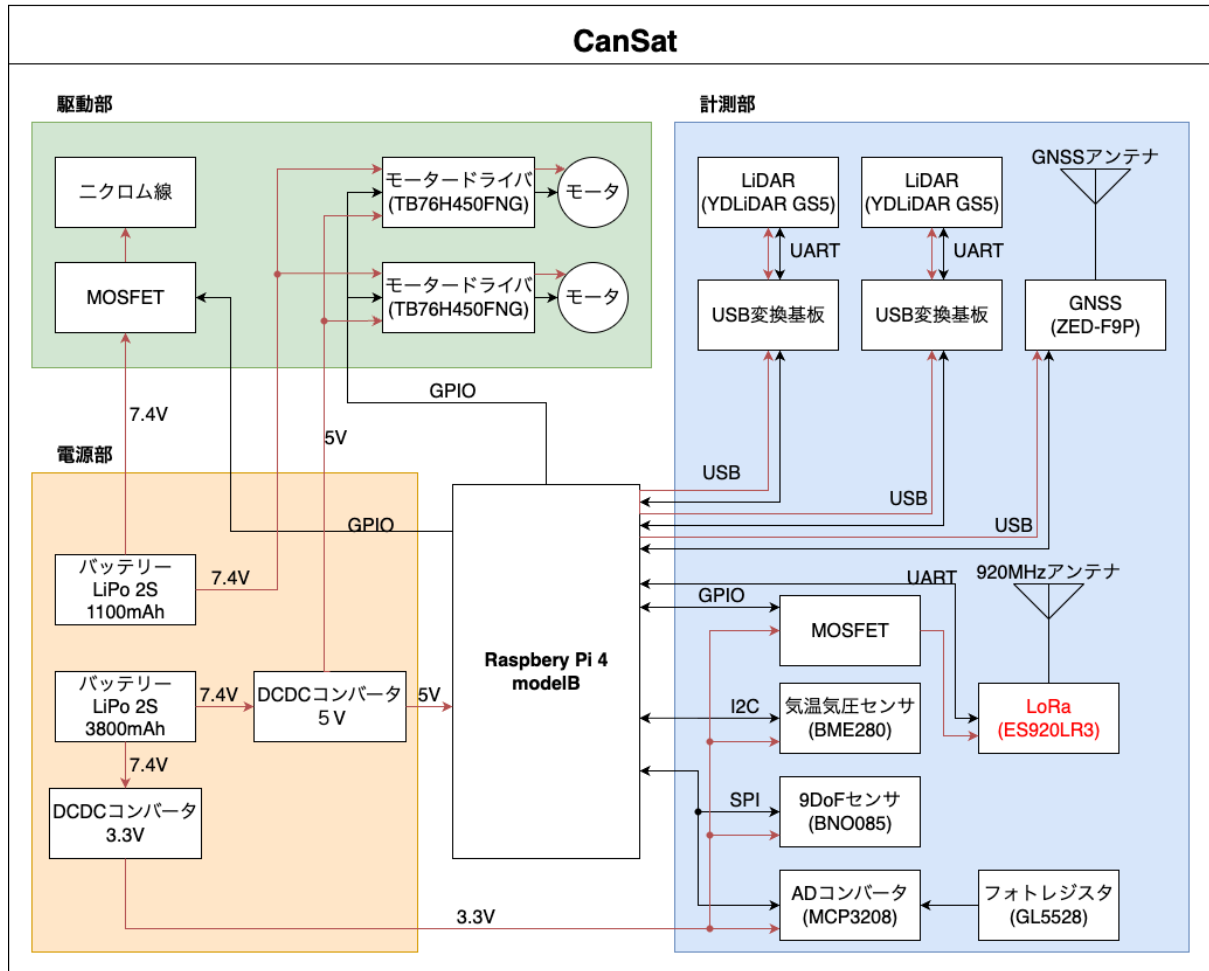


図4-3-1 システム図

システム図中の各種モジュールの役割及び選定理由を以下に示す。

OBC (Raspberry pi 4 model B)

選定理由

ROS2公式サポートを活用し標準パッケージを再利用, LiDAR×2・GNSS・IMU等を統合運用できる十分な処理能力を有するため。

【電源部】

- ・バッテリー (XPOWER R-SPEC Li-Po 7.4V 3800mAh)

役割

OBC・計測部への電源供給

選定理由

ミッション時間中に必要な電力を補える容量を有し, ハードケース構造により耐衝撃性能が高いため。

- ・バッテリー (MINSHI 7.4V 1100mAh 2S 25C Lipo)

役割

駆動部への電源供給

選定理由

ミッション時間中に必要な電力を補える容量を有し, 機体に収まるサイズであるため

- ・DCDCコンバータ (5V/3.3V)

役割

バッテリー (7.4V) から5Vおよび3.3Vに降圧し, 安定した電源を供給する。

【駆動部】

- ・モータ(maxon RE 16)×2

役割

ローバーのホイール駆動用

選定理由

他機種より軽量で高速かつ実用トルクを備え、部室在庫の活用により調達コストを抑えられるため。

- ・モータドライバ(TB67H450FNG)×2

役割

PWM信号でモータを正逆転、速度制御する。

選定理由

搭載モータに適合する定格電圧、出力が適しており、既に使用実績があるため。

- ・MOSFET/ニクロム線

役割

ニクロム線を発熱させて結束バンドを溶断し、エンベロープを開放する。
MOSFETはニクロム線への通電をスイッチングで制御する。

【電源部】

- ・フォトレジスタ/ADコンバータ

役割

フォトレジスタの抵抗値が光量に応じて変化することを利用し、ADコンバータで電圧を計測。暗所から明所への急激な電圧変化を検出し、ペイロード放出を判定する。

- ・気圧気圧センサ(BME280)

役割

気圧変化から機体高度を推定する。

- ・9DoFセンサ(BNO085)

役割

姿勢推定およびゴール方向、進行方向の推定

選定理由

以前使用していたBNO055に比べて高分解能かつ低ドリフトであるため。

- ・LoRa(ES920LR3)/MOSFET

役割

着地後のロスト対策として位置情報を送信する。MOSFETで電源ラインを制御し、放出までは無線をオフにする。

選定理由

920MHz帯無線により、省電力で数kmの長距離通信が可能のため。

- ・LiDAR(YDLiDAR GS5)×2

役割

機体前後に1台ずつ搭載し、測距によりゴール周囲4箇所に設置したランドマークを検出、SLAMにより中央ゴールへ誘導する。

選定理由

小型軽量で機体に搭載可能であり、85°視野角と最大1mまで測距でき、競技設定のランドマーク間隔(≤1m)をカバーできる。これを機体前後に配置させることによって2ランドマークを同時認識してSLAM精度を向上させる。
raspberry piのUART端子に限りがあるため、USB-UART変換基板を介してUSBをraspberry piに接続させる。

- ・GNSS(ZED-F9P)

役割

現在位置と時刻を取得し、ローバーの自己位置推定と航法演算に用いる。

選定理由

デュアルバンドに対応し、RTKやSBASにも対応する。NMEA/UBX/RTCM等の複数プロトコルで詳細設定が容易であるため。

第5章 システム試験

第5.1節 レギュレーションを満たすためのシステム試験

RV1 質量試験

- 目的
CanSatの質量がレギュレーションを満たすことを確認する。
- 試験内容
CanSat本体とパラシュートの合計質量を計測し、1050g以下であることを確認する。
- 試験結果
CanSat本体とパラシュートの合計質量を計測した結果、1009gであった。その様子を図5-1-1-1に示す。



図5-1-1-1 質量試験

- 結論
結果より、CanSatはレギュレーション1050g以下を満たす。

RV2 機体収納試験

- 目的
CanSatがキャリア格納時にレギュレーションを満たすことを確認する。
- 試験内容
CanSatをエンベロープに収納し、パラシュートを畳んだ状態でキャリアに収納する。その後、自重でキャリアから放出させる。
- 試験結果
試験を行った結果、自重で放出できることを確認した。その時の様子を以下のURLに添付した動画に示す。

機体収納試験動画URL

https://drive.google.com/file/d/1SvenXfUd04ic9T_nLxAxAlf9XH_IG8Wv/view?usp=drive_link

- 結論
以上より機体がレギュレーションの要求項目を満たし、収納および放出ができることが示さ

れた。

RV3 長距離GNSSダウンリンク試験

- 目的
実際の競技を想定し、予想される落下地点と待機場所想定される捜索者と同等の距離で 位置情報の通信ができることを確認する。
- 試験内容
 1. 地上局側PCを所定の位置に設置する。設置位置の座標を事前に取得し、その情報をCanSat側に設定する。
 2. CanSatを持ち、海岸線沿いを地上局から離れる方向に歩く。
 3. CanSatは取得した自身の座標と、事前に設定された地上局座標との間の距離を算出し、これらの情報を無線により地上局へ送信する。
 4. 地上局PCは、受信した情報を表示する。また、各受信データに対応するRSSIも同時に表示する。
- 試験結果
北海道登別市栄町の海岸沿いで実験を行った。実験時の様子を以下の図5-1-3-1、図5-1-3-2に示す。



図5-1-3-2はGNSSデータ受信の最終地点におけるログを示す。同図中の赤枠部分を拡大し、図5-1-3-3に示す。

本試験において、実際にはCanSatは風に流され最終的に4~5km程度離れることが想定されるが、放出後のパラシュートを目視(双眼鏡)で確認し、落下予測地点まで車両で追跡することになる。また、実験環境では海岸線途中で工事現場があり、クレーン等の工事車両が多数停車していたため、その付近を境に信号強度の低下が見られた。しかし実際の環境である砂漠地帯は平坦かつ見通しがよく、本試験条件より有利であると推定される。さらに、本試験では川が存在によりこれ以上の距離を確かめることができなかったが、通信は維持されていた。以上より、ロスト対策として十分に有効であると結論づけられる。

RV4 パラシュート投下試験

- 目的
パラシュートが開傘し、終端速度がレギュレーション内に収まっていることを確認する。
- 試験内容
高度25.17mから1kgの錘をつけたパラシュートをキャリアから放出し、降下の様子を動画で記録する。撮影した動画の色彩及び画角を解析しやすいように編集し、団体自作ソフトウェアにて降下速度を測定する。

本ソフトウェアでは、映像内の高さが既知の2点(例:地面と投下位置)をクリックして実際の高さを入力することで、1ピクセルあたりの実距離を算出する。その後、映像内でパラシュートを矩形で囲んで選択し、OpenCVのトラッキングアルゴリズム(CSRT)によって降下中の位置をフレームごとに自動追跡する。各フレームの物体の画面上のy座標をスケール換算して高度に変換し、時間ごとの高度データから数値微分により速度を算出する。この際、フレームの重心部分を速度に変換している。得られた速度は、移動平均によって平滑化され、降下速度の推移をグラフとして可視化・解析する。

- 試験結果
試験によって得られたグラフを以下に示す。横軸が時[s]、縦軸が降下速度[m/s]を示す。

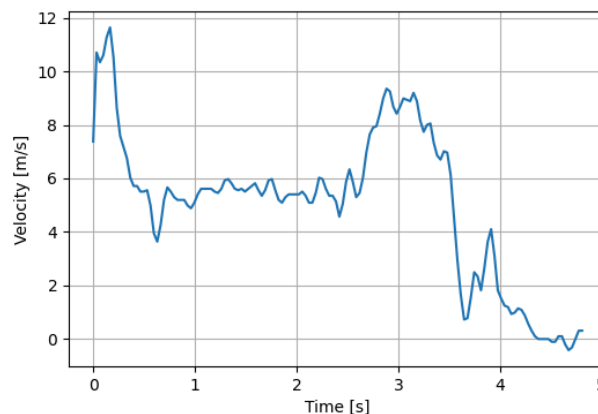


図5-1-4-1 投下1回目降下速度

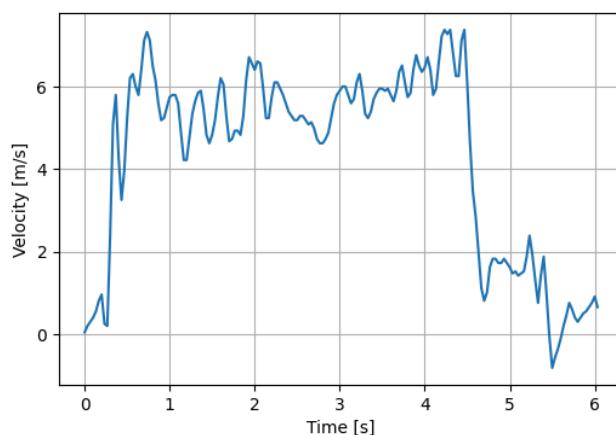


図5-1-4-2 投下2回目降下速度

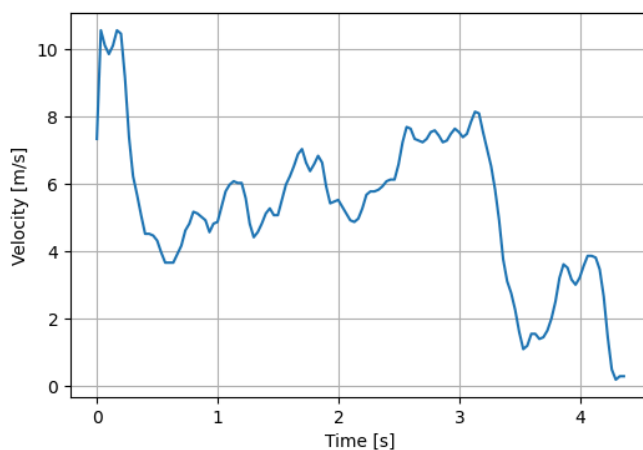


図5-1-4-3 投下3回目降下速度

パラシュートが開傘した瞬間に大きな減速を示し、その後2~3s間概ね5~6m/sの降下速度が確認できる。これが終端速度になると考えられる。その後速度が大きくなっているが、これは機体が地面についたことにより、トラッキングしているフレームが大きく移動しているため、一時的に大きな速度を算出してしまっているのだと考えられる。

表5-4-1-1 パラシュート投下試験結果

回数	URL	終端速度4~6m/s以下であるか
1	https://drive.google.com/file/d/1Mrr6zBkiPvjmmxeOAMGO7hKwVF0NUNmz/view?usp=drive_link	○
2	https://drive.google.com/file/d/1I2wQhZpter6E8wDUFpUN4UiNJsll8T_X/view?usp=drive_link	○
3	https://drive.google.com/file/d/1YG0PtI_w0p0zXDQD1s04zNPLEiN-ZVZ2/view?usp=drive_link	○

- 結論
3回中3回パラシュートは開傘し、減速している。終端速度も概ね5~6m/sであることから、降下速度4~6m/sのレギュレーションを満たす。

RV5 準静的荷重試験

- 目的
打ち上げ時にかかると予想される準静的荷重に機体が耐えうることを確認する。
ロケットのペイロードとして、機体本体を想定する。また、打ち出し時にかかると予想される準静的荷重に機体本体が耐えうることを確認する。

- 試験内容

CanSatがロケット打ち上げ時に掛かる静荷重を受けた後、静荷重に機体本体が**破損しない**を確認するロケットによる静荷重を再現するため、袋にエンベロープに収納したCanSatを入れ、ロケット搭載状態を再現する。キャリアを入れ、腕を地面と水平にしたときを軸とし袋を回転させる。レギュレーションより静的荷重はキャリアの高さ方向に10[G]である。よって、静的荷重 10 [G] を約10秒間負荷させる。

また、静的荷重は以下の式から導出した。機体を袋に入れ、振り回すため向心方向の加速度が生じる。r [m] を腕と袋の長さ、 ω [rad] を角速度として向心方向の加速度は $r = 1.2$ [m], $\omega = 3$ [rad](10秒間に15回転)

$$a = \frac{r\omega^2}{9.81} = \frac{1.2 \times (3\pi)^2}{9.81} \approx 10.8[G]$$

となり、角速度を一定にかけ続けることが出来れば、要求された静的荷重をかけ実験が行える。

- 試験結果

試験時の加速度データのグラフを図5-1-5-1に示す。

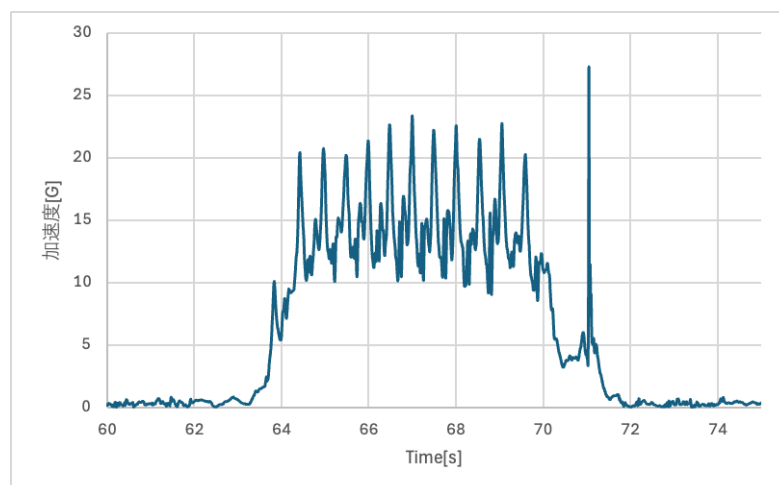


図5-1-5-1 準静的荷重負荷時の加速度

▼準静的荷重試験時の動画を以下のURLに示す。

https://drive.google.com/file/d/1x-RqoDGGqYa9FID_crL-QshJGRBfEaVL/view?usp=drive_link

図5-1-5-1より、約8秒間、機体に10[G]以上の負荷を与えた。その後エンベロープから機体を取り出し、機体や電装部に破損や不具合はなく、走行できることが確認できた。

- 結論

本試験では、本来10秒間10[G]の負荷を与える必要があるが、人力による制約により約8秒間となった。ただし引き継ぎ資料によれば実際のロケット打ち上げ時に作用する静荷重は10秒未満であるため、今回の負荷条件は実環境を再現していると考えられる。そのため、本機は打ち上げ時の静荷重を負荷しても破損しない強度を有していることが示された。

RV6 分離衝撃試験

- 目的

CanSatがロケットから空中に放出される際にかかる衝撃で破損せず、走行性能を有している(座標を取得し直進走行可能)ことを確認する。

- 試験内容
 1. 加速度センサーを付けた機体を機体収納用モジュールへ収納する.
 2. キャンピーを持った状態で,CanSatを投げ下ろす.
(2回投げ下ろしを行う).
 3. 衝撃を加速度センサーを用いて計測する.
 4. CanSatの走行を行い, 開傘衝撃に対してに耐久性があることを示す.

- 試験結果

- 【1回目】

与えた衝撃荷重は, 推奨値である50[G]に達しなかった. しかし, 動作確認では破損や動作不良は見られなかった.

図5-1-6-1に加速度のグラフを示す.

また, 以下のURLに1回目の試験動画を示す.

▼1回目分離・開傘衝撃試験動画

https://drive.google.com/file/d/15i6mqfKAqwKOCUv2m7O6VYAUGJG4ar18/view?usp=drive_link

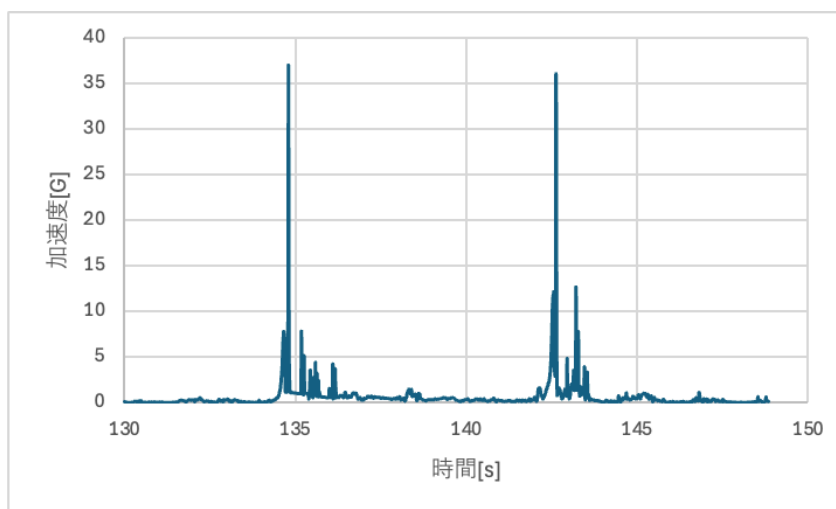


図5-1-6-1 分離・開傘衝撃試験1回目

- 【2回目】

規定推奨値である40[G]の衝撃負荷を与えることに成功した. 動作確認でも破損や動作不良は確認されなかった.

図5-1-6-2に加速度のグラフを示す.

また、以下のURLに2回目の試験動画を示す。

▼2回目分離・開傘衝撃試験動画

https://drive.google.com/file/d/15sYYLHH6fvsrblhfSVPHzjvkFcOv1kdB/view?usp=drive_link

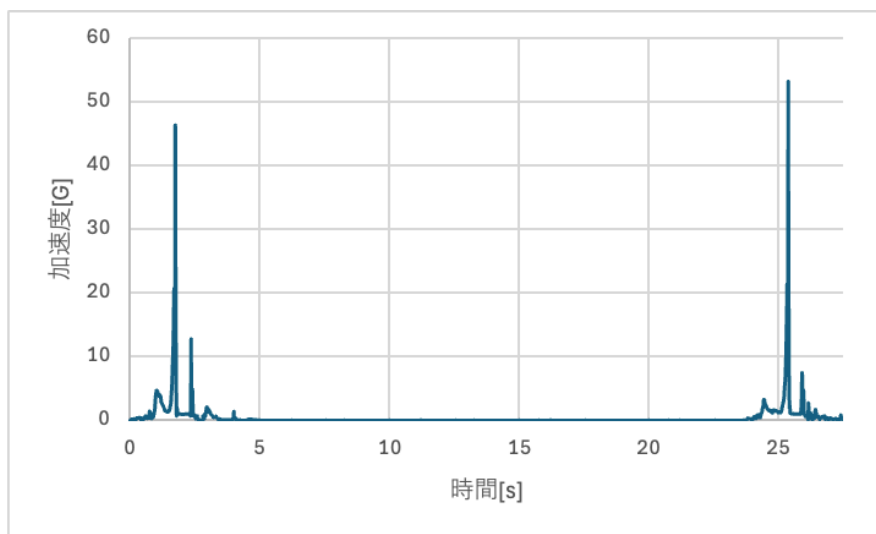


図5-1-6-2 分離・開傘衝撃試験2回目

- 結論
1回目の試験では規定値に到達しなかったため、2回目において50Gの衝撃加速度を負荷した。その結果、機体には破損や構造的な損傷は見られず、また試験後の動作確認において走行できることが確認できた。以上より、本機は分離衝撃に耐えることが確認された。

RV7 開傘衝撃試験

- 目的
CanSatが開傘衝撃に破損せず、走行性能を有している(座標を取得し直進走行可能)ことを確認する。
- 試験内容
 1. 加速度センサーを付けた機体を機体収納用モジュールへ収納する。
 2. キャンピーを持った状態で、CanSatを投げ下ろす。
(数回投げ下ろしを行う)。
 3. 衝撃を加速度センサーを用いて計測する。
 4. CanSatの走行を行い、開傘衝撃に対してに耐久性があることを示す。

RV6分離衝撃試験と兼ねて試験を行った。

- 試験結果
RV6の試験結果に示した。
- 結論
RV6の試験より、開傘衝撃の推奨値50[G]を負荷した。本機はRV7においても要求される条件を満たし、パラシュート開傘時に耐えることが確認された。

RV8 無線通信ON/OFF試験

- 目的
無線通信モジュールの電源が、機体収納時にOFFになることを確認する。
- 試験内容
今回の機体では、ロケットからの放出検地をフォトレジスタの光検知によって行う。よって、明度を

下げると通信がoffになることを確認する。

- 試験結果

▼試験時の動画を以下のURLに示す。

https://drive.google.com/file/d/1jil2LOWvBSGqDDIUFnqMMkZY1ooPWRwv/view?usp=drive_link

画面左側が受信側，右側が送信側 (CanSat) のコンソール画面である。部屋の電気を消すと，通信が途絶えることが確認できる。

- 結論

結果より，収納時は通信モジュールから電波が発せられない仕組みを有し，レギュレーションを満たすことが確認された。

RV9 無線通信チャンネル変更試験

- 目的

本試験は，使用する無線通信モジュールにおいてチャンネルを調整できることを確認する。

- 試験内容

LoRa無線モジュール (ES920LR3，帯域幅125kHz設定) のチャンネルを10ch (921.4MHz) に設定したもので，通信が行えることを確認する。その後，チャンネルを12ch (921.8MHz) に変更し，通信が行えることを確認する。

- 試験結果

まず，チャンネル10で通信ができることを確認した。以下に実験時のモニター拡大図を示す。

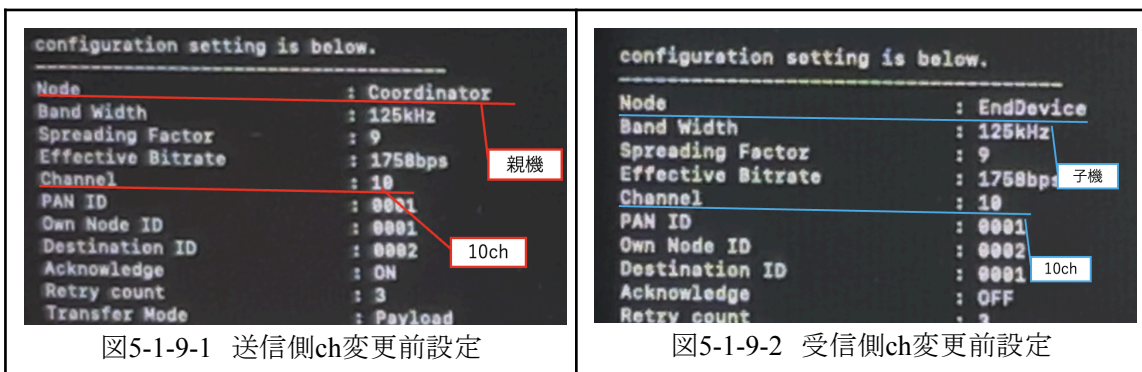


図5-1-9-1 送信側ch変更前設定

図5-1-9-2 受信側ch変更前設定

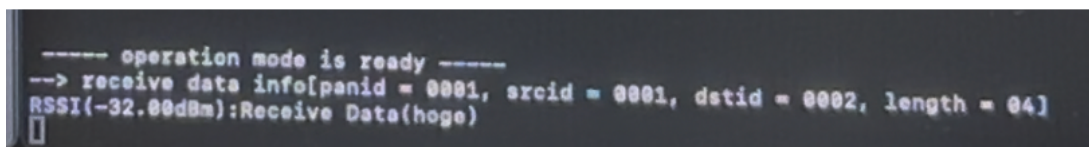


図5-1-9-3 変更前通信ログ

チャンネルを12に変更し，通信ができることを確認した。

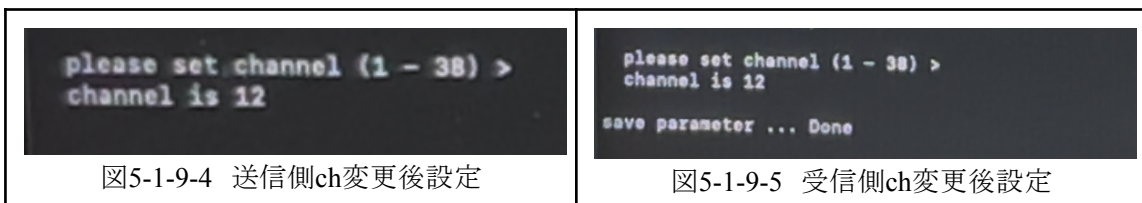


図5-1-9-4 送信側ch変更後設定

図5-1-9-5 受信側ch変更後設定

```
----- operation mode is ready -----  
--> receive data info[panid = 0001, srcid = 0001, dstid = 0002, length = 08]  
RSSI(-31.00dBm):Receive Data(yhogehoge)  
□
```

図5-1-9-6 変更後通信ログ

以上より、

- チャンネル10で正常に通信が成立した。
- チャンネル12でも同様に正常な通信を確認した。

▼試験時の動画を以下に示す。

https://drive.google.com/file/d/1ec7720sYzE2YHkJpgY-1w6XiGvVGGvr5/view?usp=drive_link

- 結論
以上より、使用無線モジュールにおいてチャンネルを変更でき、変更チャンネルで通信が成立することを確認できた。

RV10 振動試験

- 目的
ロケット打ち上げ時にかかる振動及び荷重に破損せず、その後CanSatが走行性能を有していること(モーターが動作すること)を確認する。
- 試験内容
振動試験器を用いてCanSat及び減速機構を加振する。その後、CanSatを自作キャリアから取り出しCanSatの破損がないことを確認する。実験の様子は以下のURLの映像で示す。また、加振条件は

レギュレーションに準拠し 30 ~ 2000 [Hz] のスイープ振動, 15 [G]の振動 加速度をかける。

北海道立総合研究機構の振動試験装置 (EMIC FX-26K/60) を用いて振動試験を行った。
試験条件は表5-1-10-1の通りである。

表5-1-10-1 試験条件

加振方向	Z軸(円筒の長手方向)
加振波形	サイン波
加速度振幅	15 G
加振範囲	30-2000 Hz
加振開始動周波数	30 Hz
牽引方向	往復
牽引時間	1.0 min
牽引速度(モード)	1.0000 min(Log)
繰り返し回数	1

● 試験結果

図5-1-10-1に振動試験後の制御画面を示す。

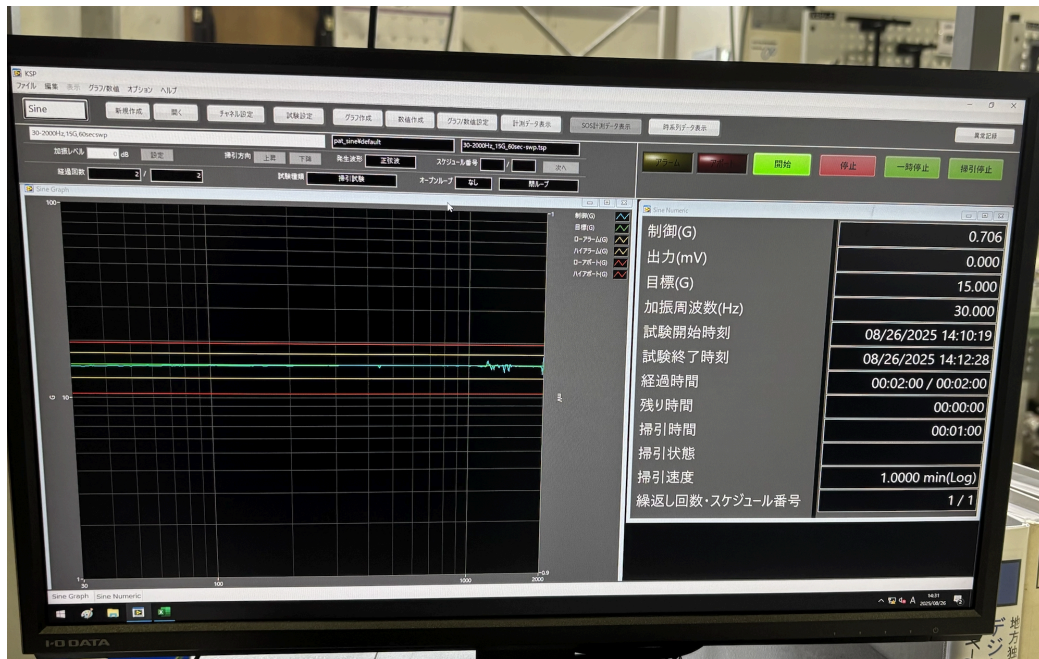


図5-1-10-1 振動試験制御画面

表5-1-10-2 振動試験結果

回数	結果	機体状況	動画(URL)
1	○	異常なし	https://drive.google.com/file/d/18_Kyzn9Z5HL2foBBxEvSvHld7vZFEcV-/view?usp=drive_link

2	○	異常なし	https://drive.google.com/file/d/1IH_bmHXbSG0NGSMxZrzsAWn_Lq4AMj-Z/view?usp=drive_link
3	△	GNSSモジュールのUSBコネクタが外れていた。	https://drive.google.com/file/d/1LxEu7uaxa0bbraran9Pr6GNjgb6WP-z/view?usp=drive_link

試験1回目及び2回目においては、機体の損傷、センサの異常、電装部の瞬断などの不具合は確認されず、正常に動作することを確認できた。一方試験3回目では、GNSSモジュールのUSBコネクタが外れていることが判明した。それ以外に以上は見られなかった。

- 結論

以上の結果より、本機は振動試験条件に対して概ね耐えうることが確認された。ただし、GNSSモジュールのUSBコネクタ等の接続部については振動によって外れる可能性があるため、グルーガンやテープ等で固定し、対策を講じる必要がある。

RV11, CRV1 End to End試験

- 目的

放出からゴール判定までの一連のシーケンス(放出検知→着地→エンベロープ展開→走行開始→長距離誘導→近距離誘導→ゴール判定)が正しく動作することを確認する。

- 試験内容

CanSatをエンベロープに収納し、ロケット搭載を模擬してボイド管に収納する。その後、地上約2mの高さから放出し、自由落下させることで、パラシュート降下時の着地速度を超える衝撃をCanSatに与えた。着地後は、着地判定からゴール判定までのミッションを実行し、サクセスクライテリアに基づいて達成度を評価した。なお、本試験で使用したプログラムは、試験環境に合わせて閾値を変更し

たものであり、これは本番環境の再現が困難であったことによるものである。

- 試験内容
試験結果を表5-1-11-1に示す。

表5-1-11-1 End-to-End試験結果

回数	結果	機体状況	動画(URL)
1	Full	異常なし	https://drive.google.com/file/d/1oIHrpW9elHyLToT4Biqx6ehGxitsdRfS/view?usp=drive_link
2	Minimum	バッテリー切れによる走行不能	https://drive.google.com/file/d/1EMIEHnqsKF9qY-d-mOKS92ycrfTh6GE7/view?usp=drive_link
3	Minimum	着地側タイヤの動作不良	https://drive.google.com/file/d/1js8UKqq7t5MA-BvyegcarqtaUpsB-hO6/view?usp=drive_link

試験1回目ではFull successを達成した。

試験2回目電装部がエンベロープを展開し走行したが、モーター側のバッテリー切れにより走行継続ができなかった。

試験3回目では着地衝撃により着地側タイヤが機体構造部に干渉し、動作不良となった。誘導はできなかったものの、展開と走行開始が確認できたため、Minimum successとなった。

- 結論
本試験の結果、1回目はFullを達成したが、2回目ではモーター用バッテリーの電力不足、3回目では着地衝撃に伴うタイヤ干渉によりゴールに辿り着くことができなかった。
2回目の要因は事前の確認不足、3回目は機械的な固定不足に起因すると考えられる。したがって、本番に向けてはチェックリストを用いた確認や、ネジをネジ用接着剤で固定するなどの対策を講じること、再発を防止し、ミッションを遂行できると考えられる。

CRV2 制御履歴レポート作成試験

- 目的
データの取得が行え、制御履歴レポートを当日提出できることを確認する。
- 試験内容
End-to-End試験で得られた制御履歴に関するログデータから提出用の制御履歴レポートを作成する。
- 試験結果
End-to-End試験後、ファイル整理中に誤ってログファイルを消してしまったため、それ以前に行っていた走行試験でのログを制御履歴レポートとして提出できるようにグラフとして作成した。

20:10:09	Landing	1.2889																		Countdown 1s			
20:10:16	Release	1.293																		Release			
20:10:19	Release	1.3428																		Forward			
20:10:19	Navigation	1.3428	42.37913066	141.0355706	18.21773220	198.8850934	174															12	2
20:10:19	Navigation	1.3428	42.37913066	141.0355706	18.21773220	198.8850934	174	Left: 77%, Right: 100%														12	2
20:10:19	Navigation	1.3461	42.37913066	141.035571	18.21330576	198.8443454	268															12	2
20:10:19	Navigation	1.3461	42.37913066	141.035571	18.21330576	198.8443454	268	Left: 45%, Right: 85%														12	2
20:10:19	Navigation	1.3453	42.37913066	141.035571	18.21330576	198.8443454	330															12	2
20:10:19	Navigation	1.3453	42.37913066	141.035571	18.21330576	198.8443454	330	Left: 45%, Right: 85%														12	2
20:10:20	Navigation	1.3412	42.37915633	141.0356238	22.56088725	207.0605494	60.60200000	00000004														12	2
20:10:20	Navigation	1.3412	42.37915633	141.0356238	22.56088725	207.0605494	60.60200000	Left: 85%, Right: 45%														12	2
20:10:21	Navigation	1.3404	42.37916650	141.035629	23.74262471	206.6432174	338.047															12	2
20:10:21	Navigation	1.3404	42.37916650	141.035629	23.74262471	206.6432174	338.047	Left: 45%, Right: 85%														12	2
20:10:22	Navigation	1.3428	42.37917649	141.0356346	24.96368946	206.5378920	67.048	CORRECT base=60% turn=70.0														12	2
20:10:22	Navigation	1.3428	42.37917649	141.0356346	24.96368946	206.5378920	67.048	CORRECT base=60% turn=70.0														12	2



図5-1-12-1 制御履歴レポート1

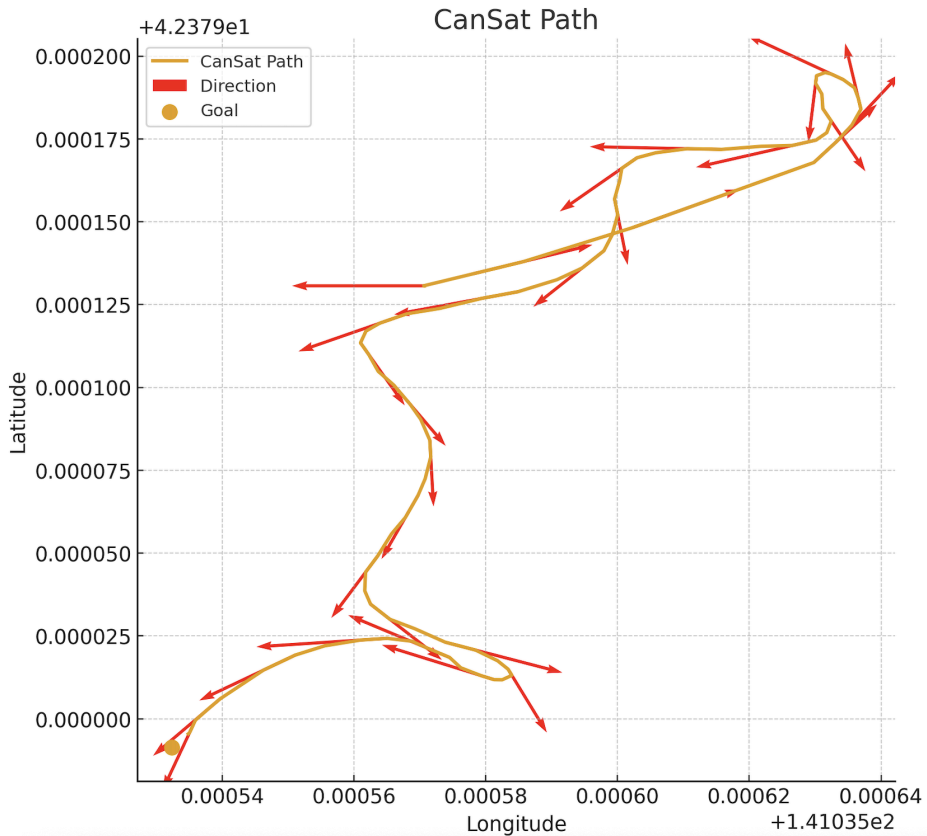


図5-1-12-1 制御履歴レポート2

- 結論
2種類の制御履歴を作成できることが示された。制御ログを扱うにあたっては、誤消去を防ぐため、作業前に必ずバックアップを作成するなど、人的ミスによる損失防止に細心の注意を払う必要がある。

第5.2節 ミッションを達成するためのシステム試験

MV1 着地衝撃試験

- 目的

着地衝撃に耐え(破損が見られない)、走行性能(座標を取得し直進走行可能)を有することを確認する。

- 試験内容

パラシュートの降下速度は約6.0[m/s]である。運動方程式より、この速度に相当する落下高さは $h=1.84$ [m]となる。したがって、これ以上の高さから投下すれば、設計以上の衝撃条件を模擬できる。

本試験では、約2.0mの高さから機体を自由落下させ、着地時の損傷や機能停止がないことを確認する。

- 試験結果

1回目は土の上で着地衝撃試験を実施し、走行性能を有していることが確認できた。2回目は大きな着地衝撃を負荷できるよう、アスファルトの上で実施し、走行性能を有していることを確認できた。3回目はさらに大きな衝撃を負荷できるよう、上に投げ上げ自由落下させた。また、傾いた状態での着地衝撃耐性を確認するため、機体を傾け上に投げ上げた。3回目も走行性能を有していることを確認できた。

試験時の結果、及び動画をまとめた表を以下の表5-2-1-1に示す。

表5-2-1-1 着地衝撃試験結果

回数	結果	動画(URL)
1	○	https://drive.google.com/file/d/1S0T_08CnlNjtk1DFKDGqw6lxbw4U7XDj/view?usp=drive_link
2	○	https://drive.google.com/file/d/1HmqvyHMmwr2VOIS9l2p1_4DIEYaRwTM0/view?usp=drive_link
3	○	https://drive.google.com/file/d/1ExvdfFDLOKY7cMgNx8P_8MuLUvrC3h_J/view?usp=drive_link

- 結論

着地時の衝撃に耐え、走行性能を有していることが示された。

MV2 異常事態対応試験

- 目的

自律走行に使用するセンサーのいずれかのデータが取れなくなっても自律走行できることを確認する。

- 試験内容

GNSS, IMU, LiDARのいずれかのセンサーをオフにした状態で、ナビゲーション試験を行う。

- 試験結果

▼9DoF-IMUオフ時の試験動画

https://drive.google.com/file/d/1waBzDs2PB8_vzzSh97ACpBxOWUMWa0Xx/view?usp=drive_link

ゴール四方のランドマークを固定していなかったため、ゴール付近へ誘導後離れてしまったが、GNSSによる方位情報でゴール付近へ誘導できることを確認した。

▼GNSSオフ時の試験動画

https://drive.google.com/file/d/1TWzcTYOLpc_iLLZzKaL0APrOcbH-IlyF/view?usp=drive_link

IMUの自己位置推定のみでゴール付近まで誘導することはできなかった。しかし、他の試験時GNSSの値が取れないような状況になったことはなかったため、このような状況になる可能性は低いと考えられる。

▼LiDARオフ時の試験動画

https://drive.google.com/file/d/1WeEbrXaJfc-oyLM3hmiK0--TTpxWHYo9/view?usp=drive_link

LiDARオフの状態でもゴールから1m以内に誘導できることを確認できた。

- 結論
本機体は、主要センサの一部を停止した条件下でもゴール付近への誘導が可能であることを確認した。IMU単独での誘導は困難であったが、そのような状態になる可能性は経験上低く、残りの時間も短いため、本番中そうならなかったら諦めてリタイアすることにした。

MV3 ナビゲーション試験

- 目的
自律制御によりゴール地点まで誘導できることを確認する。
- 試験内容
本試験はRV11 End-to-End試験およびMV2 異常自体対応試験に包含して実施した。
- 試験結果
自律制御でゴール1m以内まで誘導できた。
- 結論
自律制御でゴール1mできることを確認した。これ以上の精度で誘導できるよう、残り時間で調整を進める。

MV4 走破性能試験

- 目的
CanSatがARLISS環境で想定される地形において走行可能な性能を有していることを確認することを目的とする。
- 試験内容
ARLISSフィールド上で考え得る走行環境において、問題なく通常走行できることを確認する。また、スタックした際に復帰できることを確認する。
- 試験結果
室蘭工業大学グラウンドにおいて走行試験を行った。グラウンドは平坦な砂場であり、弊学近隣の環境の中では比較的ARLISS環境に近い地面である。

▼以下に平坦環境走行の動画のURL示す。

https://drive.google.com/file/d/1FcWnNqfvhr-a25MGSYWhxEWeT6DiUhdM/view?usp=drive_link

試験の結果、平坦な砂場ではCanSatは走行、回転、旋回と概ね安定して走行可能であり、軽度の凹凸や草地においても問題なく走行できた。

続いて、タイヤの半径以上の大きさのある、盛り上がった砂場での走行を試験した。



図5-2-4-1 盛り上がった砂場

また、車両が通った後の轍を再現した場所での走行試験を行った、



図5-2-4-2 再現した轍

▼以下に盛り上がった砂場および再現した轍での走行試験時の動画のURLを示す。

https://drive.google.com/file/d/1fx_TDl6ouvDPvZ443TFIWw2d4OXRIa9/view?usp=drive_link

- 結論
平坦な砂場での走行は問題ないと判断できる。

MV5 ゴール判定試験

- 目的
ゴールを検出し、到達を判定し、静止できることを確認する。
- 試験内容
ゴール四方に本番ゴールを模擬した球を設置し、四方に球がある状態で静止できることを確認する。
- 試験結果
End-to-End試験1回目に包含して実施した。

- 結論
ゴール到達を判定し、静止できることを確認した。

MV6 長時間運用試験

- 目的
CanSatが長時間運用可能であることを示す。データを長時間取り続けることが可能であることを確認する。

- 試験内容
CanSatのモーターを想定される運用時間(引き継ぎ資料より2時間以上)動作させ続ける。

- 試験結果
▼試験時の様子(一部)を以下の動画のURLに示す。

https://drive.google.com/file/d/1NvqzqfchuEZ1H3JuLu5j_a_M8ytnok_j/view?usp=drive_link

約2時間40分後に、モーターの動作が止まった。
以下に、試験開始前と後のバッテリーの電圧を示す。



- 結論
試験結果より、ARLISSの想定される競技時間、運用可能であることが示された。

MV7 ログ取り出し試験

- 目的
一連のミッションが終了した後、機体からSDカードを取り出し、PCでログが取れていることを確認する。

- 試験内容
各荷重系試験後、またEnd to End試験後にそれぞれのログが取れていることを確認する。

- 試験結果
RV5 準静的荷重試験, RV6分離衝撃試験, CRV2 制御履歴レポート作成試験よりログを取り出せ

ることを確認した。

- 結論
荷重負荷後もログを取り出せることが示された。

第6章 工程管理

ガントチャートを、表6-1, 6-2に示す。

表6-1 ガントチャート1

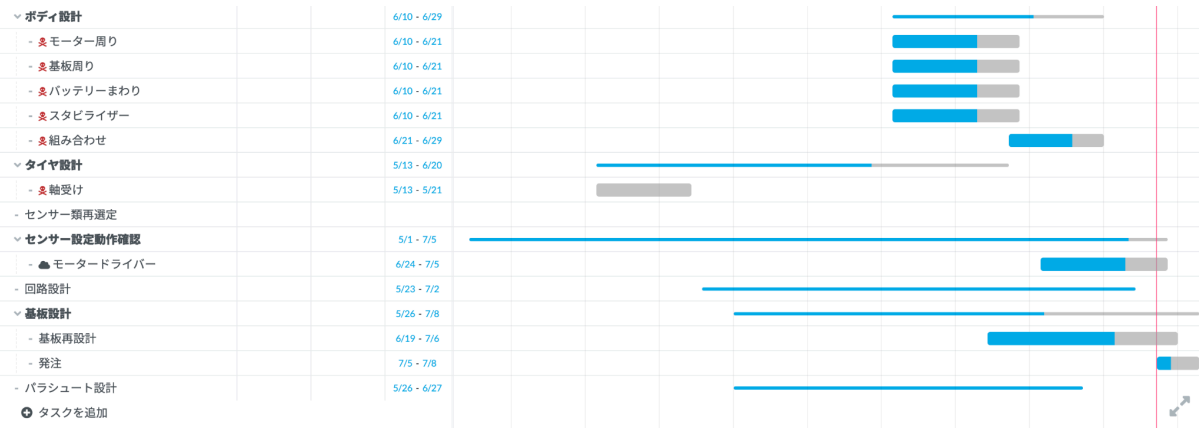
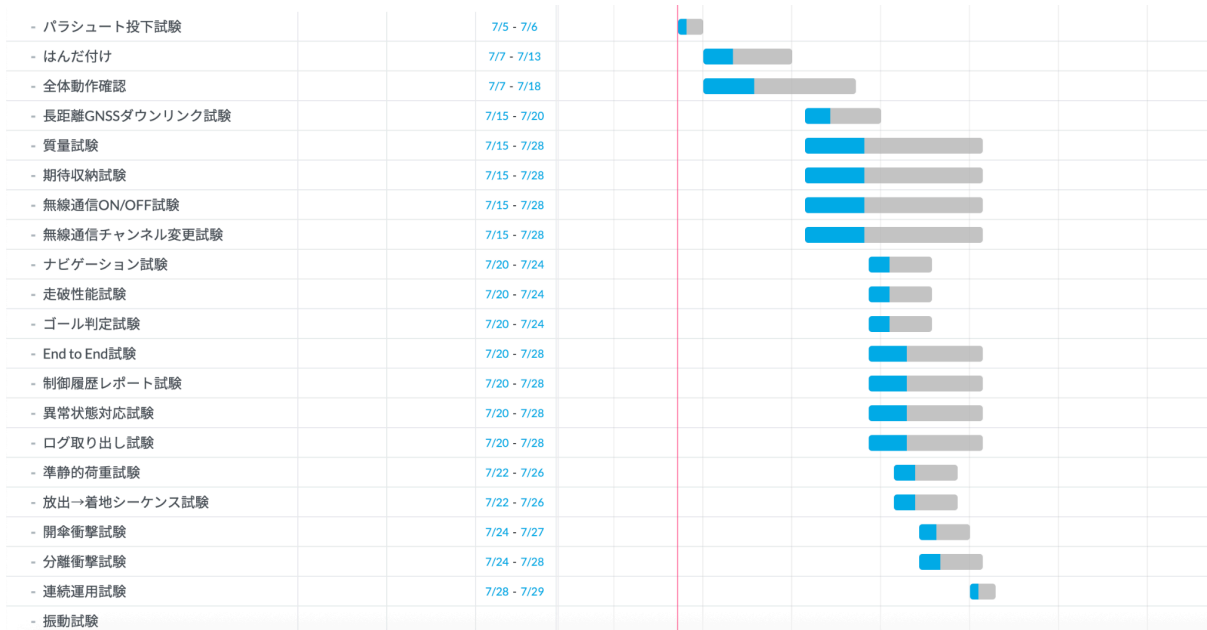


表6-2 ガントチャート2



以下にガントチャートのデータURLを示す。

[X ガントチャートデータ.xlsx](#)

第7章 大会結果報告

第7.1節 目的

第7.2節 結果・考察

計2回の打ち上げを行った。

【打ち上げ1回目】

〈サクセスクライテリア評価〉

表7-2-1にサクセスクライテリアの達成状況を示す。

表7-2-1 1回目サクセスクライテリア評価

1回目結果	
Minimum	×
Full	×
Extra	×

〈結果〉

パラシュートによる軟着陸には成功したが、強風により機体が北東へと引きずられ、ゴールから5.3m地点でリタイアとなった。また、プログラムの起動不良により、エンベロープの展開は行われなかった。図7-2-1にリタイア地点マップ、図7-2-2にリタイア時の機体写真を示す。



図7-2-1 リタイア地点



図7-2-2 リタイア時の機体写真

〈制御履歴概要〉

2025/09/09日に1回目の打ち上げを行った。以下は制御履歴から判断した時刻とイベントである。

- 10:19:09 プログラム起動
- 10:28:56 ロケット搭載
- 10:36:12 プログラム停止 (ログ途絶)

〈原因〉

機体ログの解析により、ロケット等最後の待機時間時点でプログラムが停止していたことが判明した。そのため、着地判定ロジックおよび冗長タイマーが作動せず、エンベロープ展開の実行に至らなかった。

〈考察〉

今回のミッション失敗の主な原因はプログラムの停止であるが、その要因および物理的な影響について以下のように考察する。

プログラムが停止していたこと以外に、物理的な原因もミッション失敗に影響を与えた可能性があると考えられる。

プログラム停止の原因：

ログがロケット搭載のタイミングで途絶えている。機体は事前の衝撃荷重試験において30G以上瞬間的な衝撃に複数回耐えており、衝撃による電源コネクタの抜けや断線などの可能性は低いと考えられる。一方で今回使用したメインコンピュータであるRaspberry Pi 4は消費電力と発熱量が比較的大きく、電圧降下にシビアである(電源5V入力で、4.65Vを下回ると動作が不安定になるとされている)。これらのことより、以下の2点が主な原因として考えられる。

1. 排熱不足による熱暴走

ロケット搭載から発射までの待機時間、機体は換気のない密閉空間に晒されるため、排熱が追いつかず熱暴走によりシステムが停止した可能性が考えられる。

2. 電源供給の不安定化

Raspberry Piシリーズは入力電源の変動にシビアであり、一瞬でも電圧が規定値(4.6V)を下回るとエラーを引き起こす特性がある。搭載時の密閉環境下では熱によりDCDCコンバータの変換効率が低下し、これにより供給電圧が動作下限を下回り、プログラムが停止した可能性が考えられる。

〈打ち上げ2回目に向けて講じた対策〉

【打ち上げ2回目】

〈サクセスクライテリア評価〉

表7-2-2にサクセスクライテリアの達成状況を示す。

	2回目結果
Minimum	○
Full	×
Extra	×

〈結果〉

パラシュートによる軟着陸、エンベロープの展開に成功し、走行を開始することができた。しかし何らかの不具合により、左旋回を繰り返す挙動により直進できず、一時はゴール方向へ近づいたものの、中盤には遠ざかる軌跡を描いた。終盤、再度ゴール方向への走行を試みたが、ゴールから584m地点でバッテリー切れにより停止し、リタイアとなった。

〈制御履歴概要〉

2025/09/12に2回目の打ち上げを行った。以下は制御履歴から判断した時刻とイベントである。

- 09:05:30 プログラム起動
- 09:07:43 ロケット搭載
- 09:13:34 ランチャーへ移動開始
- 09:18:36 ランチャーセット
- 09:36:59 発射
- 09:37:22 最高到達点
- 09:37:30 放出判定
- 09:52:31 着地判定(冗長タイマー)・エンベロープ分離開始
- 09:53:11 分離完了・脱出動作開始
- 09:53:17 誘導動作開始
- 10:51:24 走行停止
- 11:12:44 プログラム停止(手動操作)

図7-2-3に打ち上げ～着地までの気圧変化を示す。

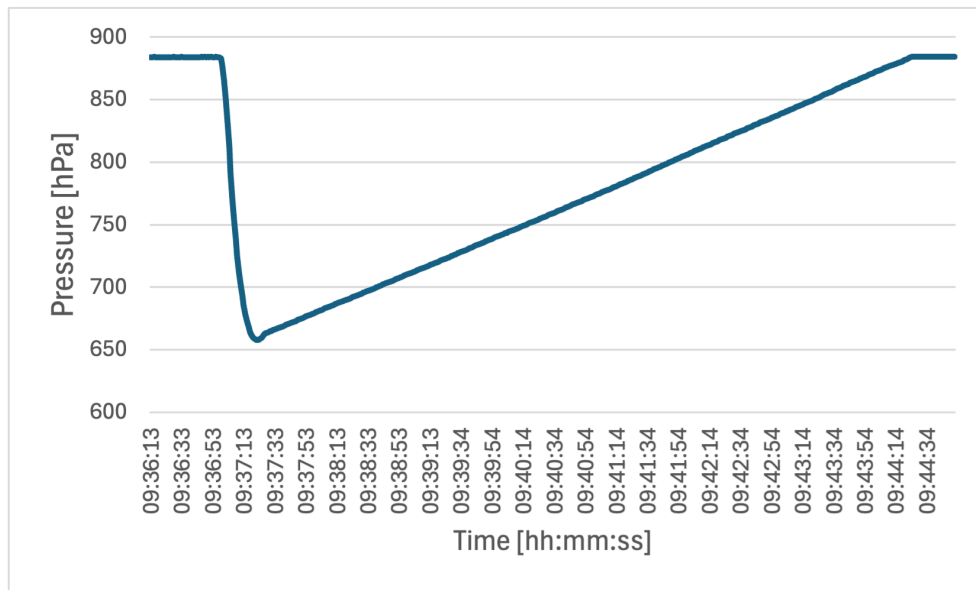


図7-2-3 打ち上げ～着地までの気圧変化

図7-2-4に、気圧変化から求めた打ち上げ～着地までの対地高度変化を示す。

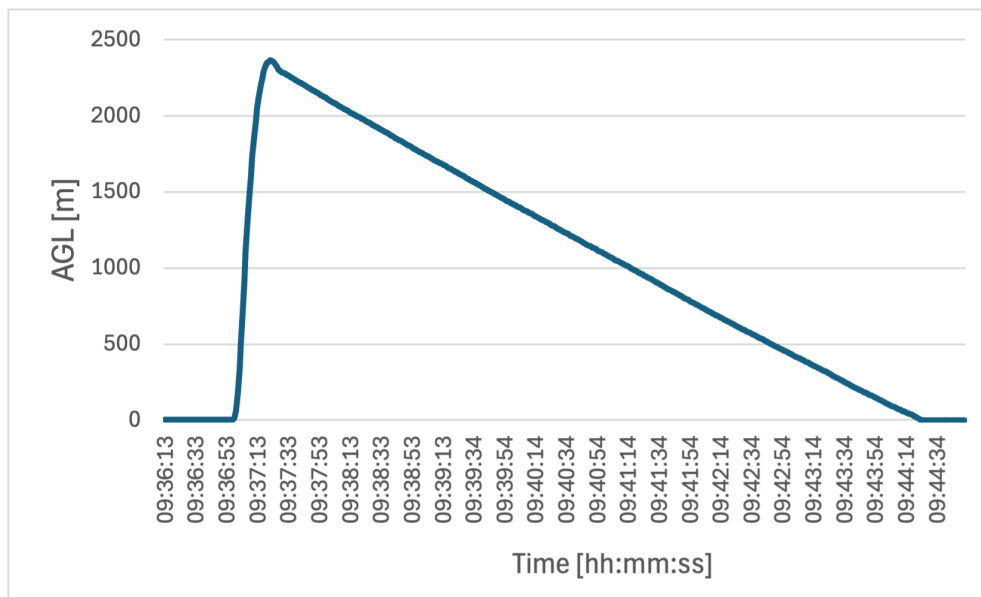


図7-2-4 打ち上げ～着地までの対地高度変化

図7-2-5に、CanSatの走行軌跡を示す。総走行距離は5.60kmであった。

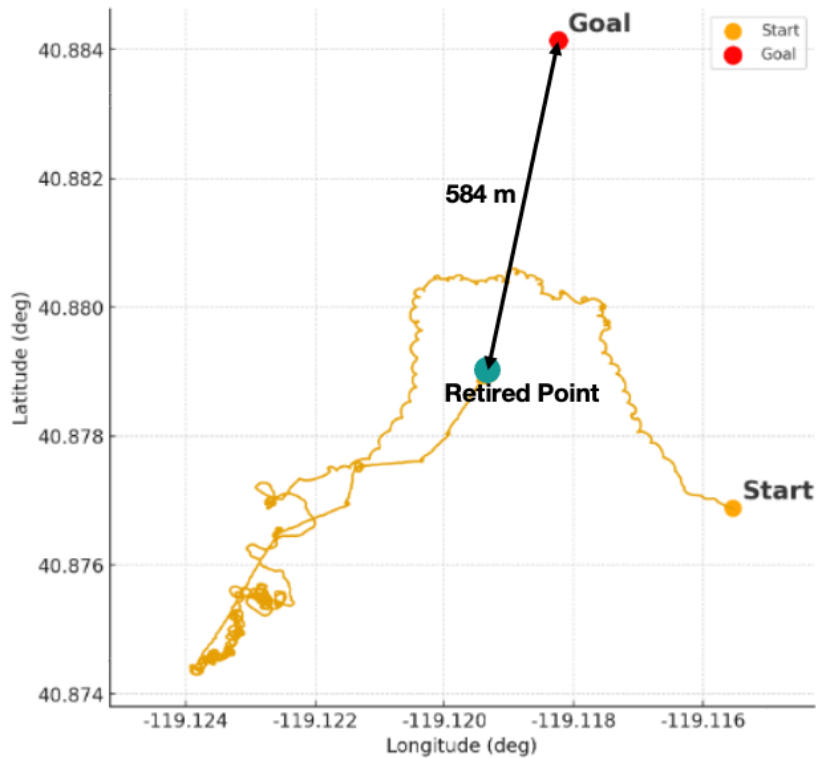


図7-2-5 CanSatの走行軌跡

〈原因〉

バッテリー切れによる走行停止. 制御不具合により旋回を繰り返す軌跡を描いたため, ゴールへの直線距離に対して実際の総走行距離が大幅に増大した. これにより, 想定していたバッテリー容量の限界を超え, 電源喪失に至った.

〈考察〉

このような軌跡を描いてしまった原因として大きく二つの要因が考えられる.

1. 着地衝撃による駆動形の物理的干渉

着地時の衝撃により, モーター及びホイールが機体内部へ押し込まれる物理的な変形が生じた. これによってホイールの一部が機体フレームと干渉し, 回転時の摩擦抵抗が生じた. 左側面の車輪にブレーキがかかった状態となることで, 意図しない回転差が生じ, 結果として直進できず, 不安定な旋回挙動を引き起こしたと考えられる.

図7-2-6に干渉部分の写真, 図7-2-7に破損パーツを示す.



図7-2-6 干渉部分写真



図7-2-7 破損したパーツ

2. 9軸センサ(IMU)の通信不具合と基板改修の影響

方位制御を担う9軸センサにおいて、断続的な動作不良が発生していた。このセンサは本来SPI通信として基板設計されていたが、実装時の動作不良によりパターンカットおよびジャンパ線を用いたI2C通信への回路修正を行った。この応急処置的な配線変更により、信号の品質の劣化や振動に対する物理的な脆弱性を抱えていたままだった。これにより、正しい方位データが取得できなくなり、正常なステアリングが機能しなかった可能性がある。

以上考えられる2つの要因により旋回軌道を描いたが、ミッションであるソフトウェアの冗長設計により、終盤ゴールの方向への走行復帰ができたため、ミッションが成功したとも言える。

第8節 まとめ

第8.1節 工夫点・努力した点

今回のARLISSでは冗長性を一つのテーマとして設計を行った。単一センサに依存しないシステム構築、安定した動作性を確保するための機器を搭載するために、CanSatの電装部分のスペースを大きくとる必要があった。CFRPを採用することによって高剛性と軽量化、スペースの確保を両立できたのは大きな成果である。

また、ミッションである冗長性確保のプログラムによって、2回目の打ち上げで機械的なエラーがあったが、何とか対処できた点においても、工夫が成果として現れた点である。

さらに、団体として課題となっていたプログラムが停止してしまう問題を、競技期間ではあったが、電源が瞬断したとしてもリポート時に以前動いていた途中からプログラムを再開するような記録スクリプト、systemdによるサービス登録を行う処置によって解決できた点も大きな成果である。

第8.2節 課題点

技術的な課題は多々あったものの、全ての起因となる課題はプロジェクト管理である。3人という少人数体制での開発であり、ここの進捗停滞が全体の遅れに直結する環境であった。チーム内のモチベーション維持や相互の進捗管理が不十分であり、結果として開発スケジュールに大幅な遅延を生じさせてしまった。技術的な能力よりも、チームとしての士気を維持し、開発ペースを保つための密なコミュニケーションとリスク管理の重要性を痛感した。この問題が解決している状況であれば、電装的な不具合や機械的なエラーを防ぐ検証も十分にできたのではないかと考える。

第8.3節 今後の展望

今回のARLISSで得られた技術的データおよび運用の教訓を基に、次回のミッション完遂に向けて以下の改善に取り組む。

1. 電装系の信頼性向上と熱対策 システム停止の主因となった熱および電源問題に対し、抜本的な設計変更を行う。具体的には、排熱用エアフローを考慮した構造への変更、ヒートシンクの搭載、および消費電力と発熱のバランスを考慮したコンピュータや低消費電力マイコン等の再選定を行う。また、振動による通信不具合を解消するため、ジャンパ配線を廃止し、全ての回路を適切に配線したプリント基板(PCB)の再設計を行うことで、耐振性を飛躍的に高める。
2. 動的荷重を考慮した構造設計 静的な剛性確保にとどまらず、着地時の衝撃変形を見越したクリアランス設計を行う。特に駆動系周辺においては、変形時にも回転部に干渉しない余裕を持たせた構造とし、実環境に近い落下試験後の走行確認を徹底することで、物理的なスタック要因を排除する。
3. 開発プロセスの最適化 少人数チームにおける開発効率を最大化するため、プロジェクト管理手法を見直す。明確なマイルストーンの設定と定期的な進捗会議を通じてコミュニケーションを密にし、モチベーションの維持とスケジュールの遅延防止に努める。